



초음속 흡입구의 통로길이와 받음각에 따른 유동장 변화 연구

류 경 진,¹ 임 설,² 김 상 덕,³ 송 동 주^{*4}

A NUMERICAL STUDY OF FLOWFIELD AT A SUPERSONIC INLET BY CHANGING ANGLES OF ATTACK AND CHANNEL LENGTH

K.J. Ryu,¹ S. Lim,² S.D. Kim³ and D.J. Song^{*4}

The flow characteristics on a supersonic inlet with bleeding system by changing angles of attack and channel length conditions are studied by computational 3D turbulent flow analysis. A compressible upwind flux difference splitting Navier-Stokes method with $k-\omega$ turbulence model is used to analysis the inlet flowfield. More non-uniform flowfields are shown at the AIP when angle of attack becomes bigger and bigger. These non-uniform flowfield works the performance aggravating factors of the supersonic engine. Non-uniform flowfield by changing channel length at the various angle of attack are investigated.

Key Words : 초음속흡입구(Supersonic Inlet), 난류유동(Turbulent Flow), 받음각(Angle of Attack), 통로길이(Channel Length), 불균일 유동장(Non-Uniform Flowfield)

1. 서 론

제트엔진은 항공기에 엔진만 장착되는 경우는 잘 없으며, 보통은 외부에 엔진을 감싸는 별도의 덮개 안에 들어가 있거나 아니면 동체 속에 파묻혀 있다. 이런 엔진에 공기가 잘 들어가도록 하기 위해서는 엔진 덮개, 혹은 동체의 외부에서 엔진까지 연결해주는 공기흡입구가 필요하기 마련이다. 이러한 초음속 공기 흡입구는 초음속 유동의 공기를 감속 압축시켜 아음속으로 엔진에 공급하는 역할을 한다. 엔진이 높은 효율을 얻기 위해서는 최소한의 정체 압력 손실을 통해 공기를 감속 시키는 것이 좋다. 수직충격파를 발생시키는 흡입구는 정체 압력 손실 면에서 바람직하지 못하며, 효율적으로 공기의 속도를 늦추려면 초음속 흡입구 앞쪽에 경사충격파가 생긴 다음 최종적으로 공기흡입구의 cowl lip앞에 수직충격파가

생기게 해야 한다. 경사충격파가 될지 수직충격파가 될지, 그 각도는 얼마나 될 지는 공기의 유동 속도와 그 공기가 지나가는 초음속 흡입구의 형상에 따라 결정된다. 비행속도에 의해 흐름 속도는 정해지므로 결과적으로 설계자들이 손 댈 수 있는 부분은 공기흡입구의 형상뿐이다.

공기흡입구에서 두 개의 경사충격파가 생기는 경우에 비행체의 앞부분에 생긴 경사충격파와 공기흡입구의 시작부분을 지나는 경사충격파에 의해 압축된 공기가 확산부를 지나며 수직충격파를 거쳐 엔진으로 들어가게 된다. 수직충격파의 위치는 엔진면의 압력에 따라 달라지는데, 엔진면의 압력이 낮을 때는 수직충격파가 엔진면 가까이에 있게 되어, 전압력 회복률은 낮아지지만 공기 흡입구 앞부분의 충격파에 영향을 주지는 않기 때문에 유량에는 변화가 없다. 엔진면의 압력이 높아지면 확산부의 수직충격파는 점점 공기 흡입구의 앞부분으로 접근하다가, 확산부를 벗어나게 되어 공기는 모두 아음속으로 변환 상태에서 공기흡입구로 들어오게 되므로, 유량은 감소하고 저항은 증가하게 된다. 따라서 엔진면의 압력이 유량과 전압력 회복률에 매우 큰 영향을 미침을 알 수 있다. 유동의 마하수가 설계 마하수보다 낮은 경우 경사충격파가 약해져 cowl의 바깥으로 지나가게 되는데, 이 때 전압력 회복률은 증가하나, 유량이 줄어들고 저항이 증가한다. 반면에 유동

1 정희원, 영남대학교 대학원 기계공학과

2 정희원, 영남대학교

3 정희원, 유니슨(주) 풍력연구소

4 정희원, 영남대학교 기계공학과

* TEL : (053) 810-3830

* Corresponding autho,r E-mail: djsong@ynu.ac.kr



의 마하수가 설계 마하수보다 높아지면 경사충격파가 cowl의 안쪽에 닿아서 유량은 증가하나 전압력 회복률이 급격히 떨어진다 [1-4].

충격파들을 통과한 유동은 SBLI(Shock boundary layer interaction)로 인하여 유동의 박리 및 두꺼운 경계층을 보이게 되고, 이것은 전압의 감소와 불균일하고 불안정한 유동을 야기하게 되어 엔진 성능의 저하를 가져오게 된다[5][6][7]. 이 경계층의 효과적인 제어를 위해서 많은 초음속 흡입구들은 bleeding system을 가진다. Bleeding system은 유동이 아음속 확산부에 들어가기 전에 경계층으로부터 적은 에너지 유동을 제거하는 것이 목적이다[7-9].

실제 초음속 비행체는 받음각을 가지게 되는데, 받음각은 설계점을 벗어나게 하는 효과가 있다. 받음각의 윗부분에서는 전압력 회복률은 증가하나, 유량이 줄어들고 저항이 증가하게 된다. 그리고 받음각의 아랫부분에서는 유량은 증가하나 전압력 회복률이 급격히 떨어진다. 이러한 효과로 인해 초음속 흡입관 내부에 불균일한 유동장을 생성시킨다.

이번 연구에서는 받음각에 따른 내부 유동장의 불균일한 유동장에 대해 알아보고 이를 해소할 수 있는 방법으로 내부 통로의 길이를 변화시켜서 받음각과 내부 유동장의 관계에 대해 알아보았다.

2. 수치해석 방법

2.1 유동장 분석

초음속 공기 흡입구 유동의 해석을 위해 이상 기체에 대한 k- ω 난류모델이 포함된 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다.

2.2 형상, 격자 시스템 및 경계 조건

실제 초음속 흡입구를 가지는 비행체의 경우 받음각을 가지면서 비행을 하게 된다. 다양한 받음각을 가지는 비행조건에서 초음속흡입관의 유동 특성을 해석하기 위하여 아래 Fig. 1과 같은 3차원 초음속 흡입관 형상을 고려하였다. Bleeding system의 흡입관과 연결되는 bleed slot이 수직 충격파가 생기는 초음속 흡입관의 목 근방에 설치되어 있다.

Fig. 2는 grid system과 boundary condition을 나타낸다. 계산 시간을 단축시키기 위해서 MPICH-2.0 라이브러리를 이용한 병렬 처리방식을 사용하였으며, 경계 조건은 다음과 같다.

- ① Inflow boundary condition : 외부 유동 조건으로 모든 유동 물성치들을 고정
- ② Wall boundary condition : noslip adiabatic wall
- ③ Subsonic outflow boundary condition : 수직충격파를 cowl에

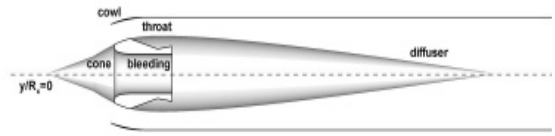


Fig. 1 3-Dimensional geometry

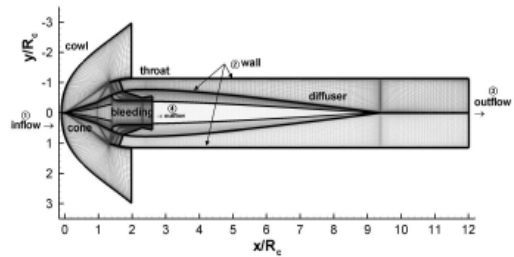


Fig. 2 3-Dimensional boundary condition and grid system

위치시키기 위하여 배압조절

- ④ Bleed outflow boundary condition : 배압의 조절을 통해 bleeding mass flow rate을 조정

Table 1에서 grid system은 7개의 블록으로 이루어진 370만 개의 격자가 사용되었음을 알 수 있다. 초음속 흡입관은 1-6번 block으로 할당 되었으며, bleeding system은 7번 block으로 할당되었다

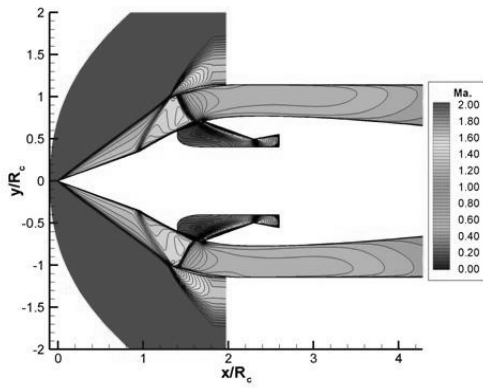
Table 2에서 시험조건을 보여 주고 있으며, bleeding system 이 설치되지 않은 초음속 흡입관과 같은 조건임을 알 수 있

Table 1 Grid system (3-Dimensional bleeding system)

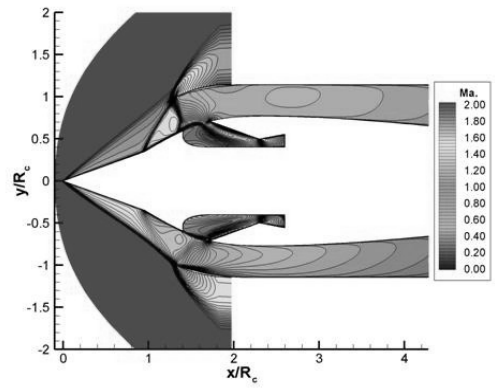
Grid system	7 Blocks
1-3 Block	32 × 212 × 80
4-6 Block	32 × 210 × 80
7 Block	91 × 71 × 76
Total grid number	약 370만 개

Table 2 Test conditions (3-Dimensional bleeding system)

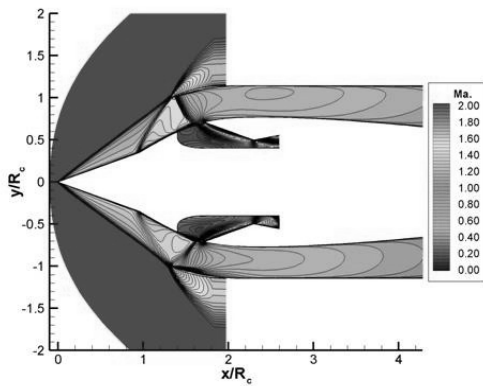
Re_{R_c}	650,000
Mach number	2.1
Air Model	Perfect Gas
1st cone angle(δ_1)	20 deg
2nd cone angle(δ_2)	11.25 deg
Angle of Attack	0° ~ 9°



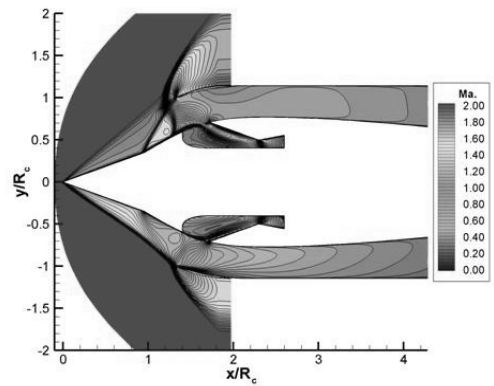
(a) $\alpha = 0^\circ$



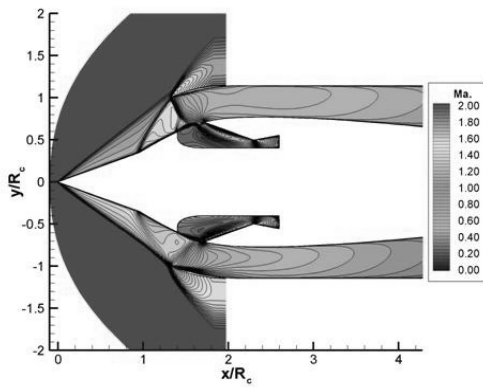
(d) $\alpha = 5^\circ$



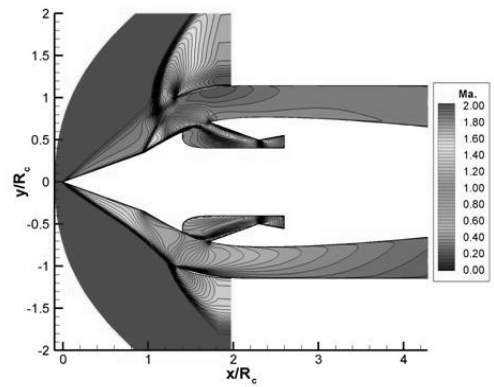
(b) $\alpha = 1^\circ$



(e) $\alpha = 7^\circ$



(c) $\alpha = 3^\circ$



(f) $\alpha = 9^\circ$

Fig. 3 Mach number contours near double-cone and throat of double-cone inlet with bleeding system ($\alpha = 0^\circ \sim 9^\circ$)



다. Inflow boundary condition의 유동속도에 초음속 흡입관과 0° ~ 9°의 받음각을 주어 계산을 수행 하였다.

초음속 흡입관의 성능 비교를 위하여 AIP에서의 평균 전압력(f_1)과 전압력의 distortion(Δ)을 사용하였으며, 각각의 수학적 표현은 다음과 같다.

- Average non-dimensional total pressure :

$$f_1 = \frac{\overline{P_{t,e}}}{P_{t,\infty}} \quad (1)$$

(P_t : total pressure, e: aerodynamic interface plane, ∞ : freestream value)

- Non-dimensional total pressure distortion :

$$\Delta = \frac{P_{t,MAX} - P_{t,MIN}}{P_{t,ave}} \quad (2)$$

($P_{t,MAX}$: Maximum total pressure at the AIP, $P_{t,MIN}$: Minimum total pressure at the AIP, $P_{t,ave}$: Average total pressure at the AIP)

$$\dot{m}_{in,cowl} = (\rho U)_{\infty} A_{cowl} \quad (3)$$

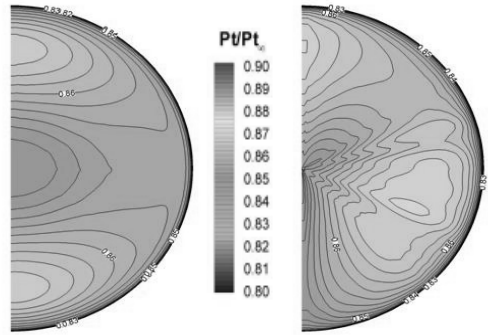
(\dot{m}_{inlet} : ideal capture mass flow rate, \dot{m}_B : bleeding mass flow rate, \dot{m}_C : captured mass flow rate)

3. 결과 및 토의

3.1 받음각이 있는 흡입관 특성

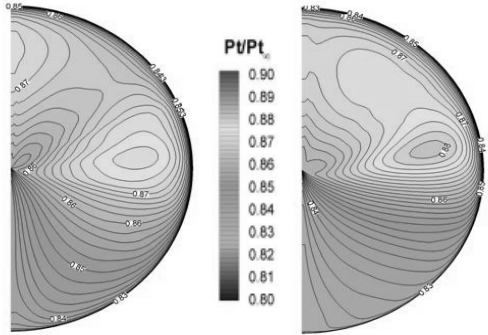
Fig. 3은 받음각에 따른 double-cone inlet의 double-cone throat 주변의 Mach number contour를 보여준다. 받음각이 있는 경우 $y/R_c=0$ 기준으로 위·아래 부분이 서로 비대칭적인 유동장이 생성된다. 받음각이 점차 증가함에 따라 아래쪽에서는 2개의 oblique shock이 점차 cowl lip 안쪽으로 들어오게 되고, 위쪽에서는 두 개의 oblique shock이 점차 cowl lip 바깥쪽으로 벗어나게 된다. 이러한 비대칭적인 충격파의 구조는 후류에 영향을 미쳐 흡입관 내부에 불균일한 유동장을 생성한다.

Fig. 4는 다양한 받음각의 조건에서 초음속 흡입관의 AIP에 나타나는 전압력 분포를 보여주고 있다. 받음각이 없는 경우는 $y/R_c=0$ 기준으로 위·아래 부분의 전압력과 mass flow rate이 대칭적으로 나타나지만 받음각이 생기면서 윗부분은 아랫부분에 비해서 높은 전압력을 보여준다.



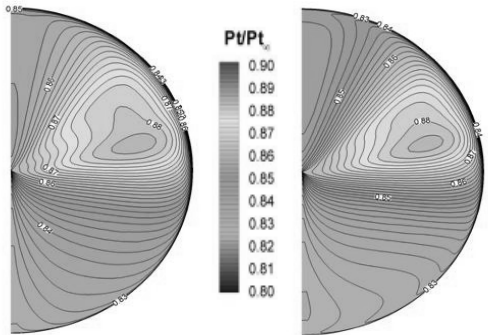
(a) $\alpha = 0^\circ$

(b) $\alpha = 1^\circ$



(c) $\alpha = 3^\circ$

(d) $\alpha = 5^\circ$



(e) $\alpha = 7^\circ$

(f) $\alpha = 9^\circ$

Fig. 4 Non-dimensional total pressure contours at the AIP ($\alpha = 0 \sim 9^\circ$)

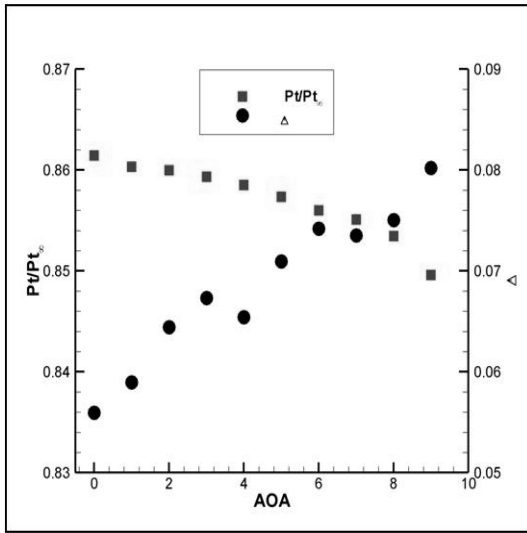


Fig. 5 Average non-dimensional total pressure and non-dimensional total pressure distortion

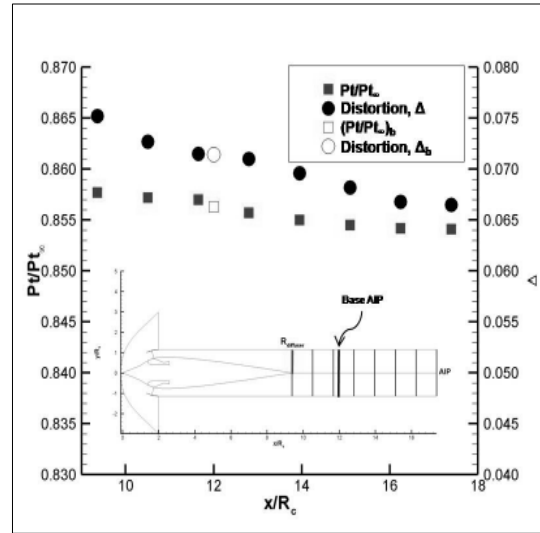


Fig. 7 Average non-dimensional total pressure and non-dimensional total pressure distortion at $\alpha = 5^\circ$

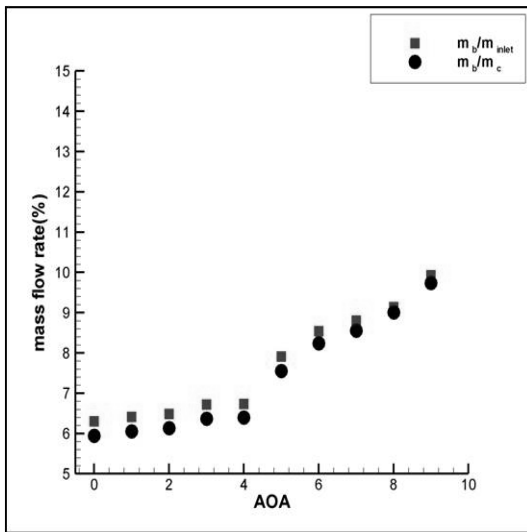


Fig. 6 Bleeding mass flow rate

Fig. 5에서 받음각이 커질수록 전압력의 distortion은 점점 증가하였으며, 받음각이 없는 경우와 받음각이 9°일 때를 비교해 보면 전압력의 distortion이 약 44% 차이가 나타남을 알 수 있다. 평균 전압력은 받음각이 커짐에 따라 지속적으로 줄어드는 것을 볼 수 있었다.

Fig. 6은 받음각이 커질수록 bleeding system으로 빠져 나가는 유량이 증가함을 보여준다. 받음각이 5°이 이상이 되면서 유량이 크게 증가하는 것을 볼 수 있다. 받음각이 9°일 경우는 받음각이 없는 경우와 비교해 볼 때 빠져 나가는 유량이

1.5배 증가 하였다.

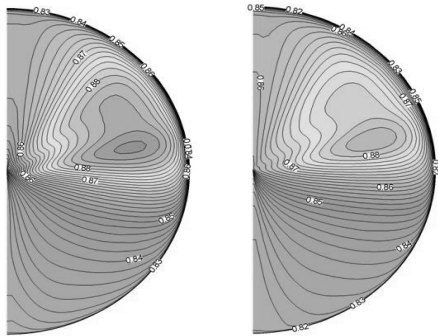
3.2 받음각과 통로길이 변화에 따른 유동장 변화

통로길이를 변화시켜 받음각이 생기면서 발생한 불균일한 내부 유동장이 완화되는 정도를 살펴보았다. 기존 AIP위치에서 diffuser 끝부분 radius의 7배 되는 곳을 새로운 AIP위치로 조건을 바꾸어서 계산을 수행하였다. Diffuser 끝부분과 새로운 AIP 및 그 사이의 유동의 변화를 살펴보기 위해서 6개의 단면에서의 유동장을 확인해 보았다.

Fig. 7은 받음각이 5°일 때, diffuser 끝부분과 새로운 AIP 사이의 평균 전압력과 전압력 distortion 분포를 보여준다. Diffuser 끝부분에서 가장 큰 전압력 distortion이 보였으며, 새로운 AIP와 기존 AIP에서의 전압력 distortion을 비교해 보면 약 8% 감소하는 것을 볼 수 있다. 그러나 통로를 따라가면서 생긴 마찰에 의한 평균 전압력 손실은 1%미만인 것을 볼 수 있다.

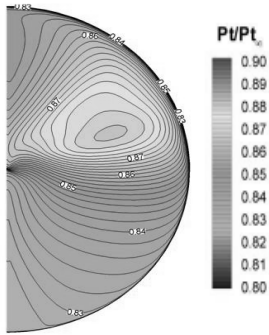
Fig. 8은 받음각이 5°일 때 diffuser 끝부분($x/R_c=9.38$)과 $x/R_c=11.65$ 및 새로운 AIP($x/R_c=17.39$)에서의 non-dimensional total pressure contours와 mass flow rate contours를 보여준다. 받음각의 영향이 적은 $y/R_c=0$ 부근에서 가장 큰 전압력과 mass flow rate을 볼 수 있었다. Diffuser 끝부분에서 새로운 AIP까지 통로에 유동이 흐르면서 전압력과 mass flow rate의 분포가 완화되는 것을 볼 수 있다.

Fig. 9에서 $\alpha=5^\circ$ 이하에서는 diffuser 끝부분에서 새로운 AIP로 유동이 흐르면서 평균 전압력이 조금씩 감소하지만, $\alpha=7^\circ$



(a) $x/R_c = 9.38$

(b) $x/R_c = 11.65$



(c) $x/R_c = 17.39$

Fig. 8 Non-dimensional total pressure contours

이상에서는 diffuser 끝부분에서 새로운 AIP로 유동이 흐르면서 상대적으로 낮은 값에서 평균 전압력이 증가하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 10에서는 diffuser 끝부분에서 새로운 AIP로 유동이 흐르면서 전압력 distortion을 감소시키는 효과가 있는 것을 볼 수 있다. $\alpha=5^\circ$ 이하에서는 전압력 distortion이 서서히 감소 하지만, $\alpha=7^\circ$ 이상부터는 즉 상대적으로 높은 받음각에서는 통로의 길이가 길어지면 전압력 distortion이 크게 감소하는 것을 볼 수 있다. 이것은 받음각에서 생기는 압력의 불균형이 연장된 통로를 따라 완화되기 때문이다.

4. 결 론

k- ω turbulence model이 포함된 3차원 upwind Navier-Stokes 코드를 사용하여 다양한 받음각에서의 bleeding system을 포함한 초음속흡입구의 유동에 적용한 결과 다음과 같은

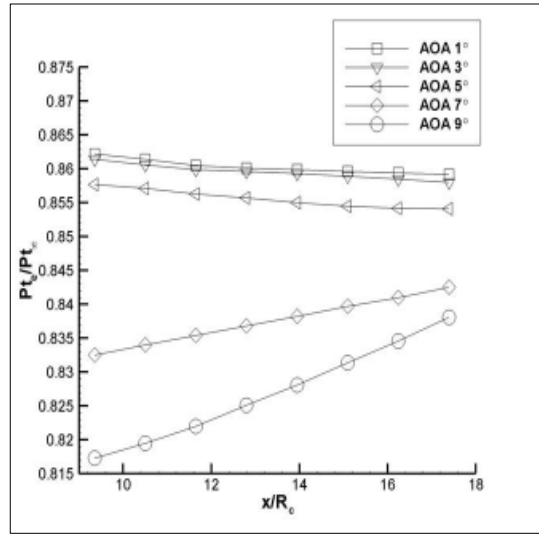


Fig. 9 Average non-dimensional total pressure

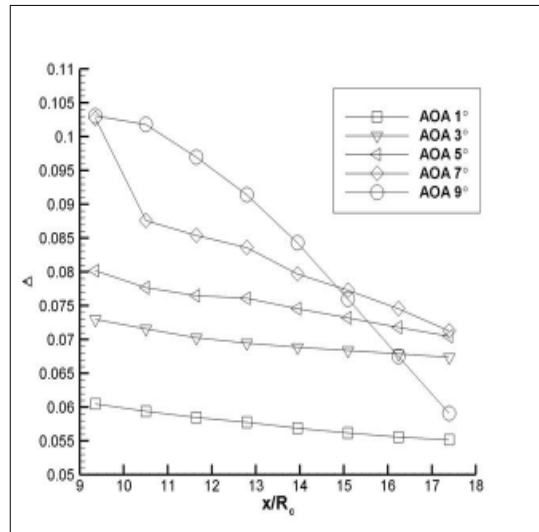


Fig. 10 Non-dimensional total pressure distortion

결과를 얻었다.

1. 2차원 유동해석 결과에서는[10][12] 볼 수 없었던 내부 유동장을 확인 할 수 있었으며, 받음각이 커질수록 AIP에서 non-dimensional total pressure distortion값이 점점 증가하는 것을 살펴 볼 수 있었다. 이것은 받음각의 증가에 의하여 불균일한 유동이 초음속 흡입관 내부에 발생하였음을 의미한다.

2. 내부 통로의 길이를 변화시킨 후 그 영향을 살펴보았다. 높은 받음각 상태에서 생기는 압력의 불균형이 연장된 통로



를 지나가며 점차 완화되는 현상을 살펴볼 수 있었으며, 이것은 결국 AIP에서 전압력 distortion이 감소하는 효과를 가져왔다.

후 기

This work was supported by Defense Acquisition Program Administration and Agency for Defense Development under the contract UD070041AD.

참고문헌

- [1] 2006, 이형진, 김성돈, 정인석, “마하 2.5 초음속 공기흡입구의 유동특성 연구,” 한국항공우주학회, 춘계학술발표회 논문집, pp.189-192.
- [2] 2006, 이형진, 김성돈, 정인석, 최정열, Shigeru Aso, “마하 4 초음속 공기흡입구 유동특성에 관한 연구,” 한국항공우주학회, 韓國航空宇宙學會誌 第34卷 第10號, pp.61-70
- [3] 2001, 조혁진, 정인석 “초음속 공기 흡입구의 비설계점 유동 연구,” 한국항공우주학회, 韓國航空宇宙學會 春季學術發表會 論文集, pp.61-64.
- [4] 2006, 정석영, “원추 유동 해와 최적화 기법을 이용한 축대칭 초음속 흡입구의 예비 설계,” 한국항공우주학회, 韓國航空宇宙學會誌 第34卷 第9號, pp.11-19.
- [5] 2004, Kim, S.D. et al., "Comparison of Turbulence Models in Shock-Wave/ Boundary-Layer Interaction," *KSME International Journal*, Vol.18, No.1, pp.153-166.
- [6] 2005, 김상덕, 송동주, “Bump가 있는 초음속 흡입구 유동장의 수치적 연구,” 한국전산유체공학회, 한국전산유체공학회지, 제10권, 제3호, pp.19-26.
- [7] 2007, Kim, S.D. and Song, D.J., "A Numerical Analysis on Three-Dimensional Flow Field in a Supersonic Bump-Type Inlet," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 21, No.2, pp.327-335.
- [8] 2007, Lim, S., Kim, S.D. and Song, D.J., "Optimum Design of a Supersonic Bump-Type Inlet," ISABE-2007.
- [9] 2009, Lim, S., Kim, S.D. and Song, D.J., "A COMPUTATIONAL STUDY ON THE EFFICIENCY OF BOUNDARY LAYER BLEEDING FOR THE SUPERSONIC BUMP TYPE INLET," 47th Aerospace Sciences Meeting, 5-8 January, AIAA.
- [10] 2008, Lim, S., Koh, D.H., Kim, S.D. and Song, D.J., "A Design Optimization Study of Diffuser Shape in a Supersonic Inlet," AJCPP, March 6-8, Gyeongju, Korea.
- [11] 1999, Seddon, J. and Goldsmith, E.L., "Intake Aerodynamics," Second Edition, AIAA Education Series, VA.
- [12] 2008, Lim, S., Koh, D.H., Kim, S.D. and Song, D.J., "A Parametric Study of Bleeding System for Double-Cone Type Supersonic Inlet," Jssume2008(Joint symposium among sister universities in mechanical engineering).
- [13] 1982, Lombard, C.K., "Conservative Supra-Characteristic Method for Splitting the Hyperbolic Systems of Gasdynamics for Real and Perfect Gases," *NASA CR-166307*.
- [14] 1983, Lombard, C.K. et al., "Multi- dimensional Formulation of CSCM - An Upwind Flux Difference Eigenvector Split Method for the Compressible Navier-Stokes Equations," AIAA-83-1895.
- [15] 1982, Lombard, C.K., et al. "Conservative Supra Characteristics Method for Splitting the Hyperbolic System of Gasdynamics with Computed Boundaries for Real and Perfect Gases," AIAA-82-0837.
- [16] 1981, Roe, P.L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol.43, pp357-372.
- [17] 1980, Wilcox, D.C. and Rubesin, M.W., "Progress in Tubulence Modeling for Complex Flowfields Including the Effects of Compressibility," NASA TP 1517.
- [18] 1977 Wilcox, D.C., "Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models," *AIAA Journal*, Vol.26. November, pp.1299-1310.
- [19] 2000, Hoffmann, K.A. and Chiang, S.T. "Computational Fluid Dynamics Volume III," Fourth Edition, August.
- [20] 2001, 남경우, 백제현, “2차원 아음속 압축기 익렬유동에 서의 난류모델 효과에 관한 연구,” 한국전산유체공학회 학술대회논문집 2001년도 추계, pp.51-57.